

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

This Page Blank (uspto)

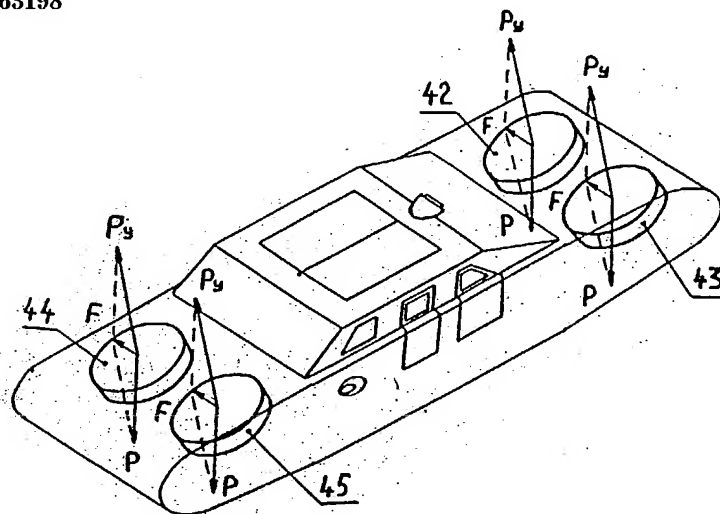
★ GRIG/ Q22 94-080895/10 ★ RU 2002655-C1
Air powered vehicle - has four horizontal fans capable of tilting to
achieve direction of travel

GRIGIRCHUK V S 89.09.05 89SU-4734430

(93.11.15) B62D 57/00

The vehicle has four horizontally mounted fans (42,43,44,45) which
serve to raise the vehicle from the ground and by their combined
turn at an angle to the vertical there is achieved motion in the
direction to which they are tilted.

ADVANTAGE - Improved operating qualities. Bul.41-42/15.11.93
(15pp Dwg.No.17/19)
N94-063198



© 1994 DERWENT PUBLICATIONS LTD.

Derwent House, 14 Great Queen Street, London WC2B 5DF England, UK

US Office: Derwent Inc., 1313 Dolley Madison Blvd., Suite 401, McLean VA 22101, USA

Unauthorised copying of this abstract not permitted



DERWENT

Scientific and Patent Information

This Page Blank (uspto)



(19) RU (11) 2002655 C1
(51) 5 B 62 D 57/00

Комитет Российской Федерации
по патентам и товарным знакам

ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

К ПАТЕНТУ

1

(21) 4734430/11

(22) 05.09.89

(46) 15.11.93 Бюл. № 41-42

(76) Григорчук Владимир Степанович

(54) АЭРОМОБИЛЬ В.С.ГРИГОРЧУКА

(57) Изобретение относится к машиностроению и может найти применение в качестве транспортного средства. Цель изобретения – повышение эксплуатационных качеств. Аэромобиль содержит корпус с водительским и пассажирским отделениями. Внутри корпуса размещены двигатель с движителями вертикального подъема, кинематически соединенные друг с другом, посадочное устройство и механизмы управления. Новым в аэромобиле является то, что движители вертикального подъема имеют одинаковое устройство и каждый из них

2

представляет собой несколько лопастных роторов, расположенных на одной оси один над другим и со смещением относительно лопастей другого. Лопасти выполнены в форме самолетного крыла выпукло-вогнутого сечения с внутренними и наружными концевыми шайбами, наружными ребрами и постоянно открытыми щитками – подкрылками, причем роторы установлены с возможностью наклона плоскости вращения в продольном и поперечном направлениях. При вращении крыльев движителей вертикального подъема возникает подъемная сила, уравнивающая вес аэромобиля, а наклон последних в продольном или поперечном направлениях обеспечивает поступательное движение аэромобиля боком, вперед, назад и вращение его на месте вокруг вертикальной оси. 1 зл. ф-лы, 19 ил.

(19) RU

(11) 2002655 C1

Изобретение относится к машиностроению и может найти применение в качестве транспортного средства.

Известно транспортное средство на воздушной подушке "Гепард", содержащее корпус, внутри которого расположен двигатель, соединенный ременной передачей с нагнетателем, соединенным воздухопроводом с двухрядным кольцевым соплом, наклоненным внутрь корпуса под углом 10° , горизонтальные каналы с реактивными соплами, струйные воздушные рули, а в нижней части корпуса — гибкое ограждение.

Недостатками транспортного средства на воздушной подушке "Гепард" являются: недостаточная проходимость, значительные затраты на передвижение и разрушающее воздействие на окружающую среду.

Указанные недостатки обусловлены небольшой высотой подъема над поверхностью дороги.

Известен также аэромобиль, содержащий корпус с водителем и пассажирским отделениями, четырехколесное шасси с гидроцилиндрами подъема и выпуска колес, двигатель, размещенный внутри корпуса, кинематически соединенный с одноступенчатыми осевыми нагнетателями со спрямляющими аппаратами, размещенными внутри вертикальных кольцевых каналов, сужающихся книзу и установленных по 3–4 шт. спереди, сзади и по бокам, с двумя вентиляторами, соединенными воздуховодами с реактивными соплами, установленными по бокам корпуса, и имеющими управляемые решетки механизмы управления. Указанный аэромобиль как наиболее близкий по технической сущности и достигаемому полезному результату принят за прототип.

Недостатками известного аэромобиля являются большое количество узлов и агрегатов, низкий КПД двигателей вертикального подъема, низкая надежность и сложность в управлении двигателями вертикального подъема, низкая массовая отдача, недостаточная экономичность и разрушающее воздействие на окружающую среду.

Указанные недостатки обусловлены конструкцией двигателей вертикального подъема и конструкцией самого аэромобиля.

Целью изобретения является повышение эксплуатационных качеств транспортного средства.

Это достигается за счет того, что в известном аэромобиле четырехколесное шасси с гидроцилиндрами подъема и выпуска колес, одноступенчатые осевые нагнетатели передние, задние и боковые, вентиляторы с

воздуховодами, реактивными соплами и управляемыми решетками заменены четырьмя по два спереди и сзади двигателями вертикального подъема, выполненными одинаково, каждый из которых состоит из двух роторов, размещенных один над другим и смещенных относительно друг друга на 90° , оси которых установлены вертикально и вставлены друг в друга с возможностью вращения в противоположные стороны, причем лопасти каждого ротора выполнены в форме полукруглых крыльев самолетного типа вогнуто-выпуклого профиля с установленными на них внутренними и наружными концевыми шайбами и имеющими постоянно открытые щитки — подкрылки, кроме того, двигатели вертикального подъема установлены на корпусе аэромобиля шарнирно с возможностью наклона их в продольном и поперечном направлениях посредством гидроцилиндра, двойными дифференциалами, связывающими двигатели вертикального подъема между собой и с двигателем, гироскопом, потенциометры которого электрически соединены с входами усилителей продольного и поперечного наклона, а выходы электрически соединены с механизмами привода тормозов дифференциалов.

На фиг. 1 изображен общий вид аэромобиля; на фиг. 2 — то же, вид сверху и снизу; на фиг. 3 — размещение основных узлов аэромобиля; на фиг. 4 — система управления двигателями вертикального подъема; на фиг. 5 — схема привода двигателей вертикального подъема; на фиг. 6 — схема переднего дифференциала; на фиг. 7 — схема поворотного редуктора; на фиг. 8 — схема центрального дифференциала с редуктором; на фиг. 9 — схема заднего дифференциала; на фиг. 10 — общий вид механизма привода двигателя вертикального подъема; на фиг. 11 — вид на механизм привода двигателя вертикального подъема справа, разрез; на фиг. 12 — органы управления и гидравлическая схема управления двигателями вертикального подъема; на фиг. 13 — общий вид ротора двигателя вертикального подъема; на фиг. 14 — развертка сечения крыла; на фиг. 15 — схема движения аэромобиля вперед и назад; на фиг. 16 — схема поворота аэромобиля вокруг вертикальной оси; на фиг. 17 — схема движения аэромобиля боком; на фиг. 18 — схема поворота аэромобиля вокруг поперечной оси; на фиг. 19 — схема поворота аэромобиля вокруг продольной оси.

Аэромобиль содержит корпус 1, который имеет водительское 2 и пассажирское 3 отделения. В верхней части кабины расположено аварийно-спасательное отделение

4, закрытое крышками 5, внутри которого уложен спасательный парашют. Сверху в передней и задней частях корпуса установлены решетки 6 и 7, а в нижней части расположены окна 8 и 9 для прохода воздуха. Внизу установлены по два спереди и сзади пороховых двигателя 10 и 11 аварийной системы с механизмом их включения 12. К нижней части корпуса прикреплено опорное устройство в виде надувных резиновых амортизаторов 13. По бокам корпуса установлены коллекторы 14, связанные трубопроводами (не показаны) с выхлопной системой двигателя 15, имеющего муфту сцепления 16. Двигатель карданным валом 17 соединен с центральным дифференциалом 18 через редуктор, установленный в корпусе центрального дифференциала. Центральный дифференциал, имеющий тормозные барабаны 19 и 20 с тормозными колодками 21 и 22 и механизмами их приводов 23 и 24, карданными валами 25 и 26 соединен с передним 27 и задним 28 дифференциалами, имеющими тормозные барабаны 29, 30 и 31, 32 и взаимодействующие с ними тормозные колодки 33, 34 и 35, 36 с приводами 37, 38 и 39, 40. Передний и задний дифференциалы поперечными валами через поворотные редукторы 41 связаны с передними 42, 43 и задними 44, 45 движителями вертикального подъема. Все движители вертикального подъема имеют одинаковое устройство и каждый из них содержит два ротора, установленных один над другим и смещенных один относительно другого на 90° , и механизма привода и наклона роторов. Вертикальная ось 46 вставлена в отверстие втулки 47, выполненной заодно со сферой 48, шарнирно закрепленной в обойме, состоящей из верхней 49 и нижней 50 частей, к последней прикреплены стойки 51 и 52, причем на последней шарнирно закреплен рычаг 53, нижний конец которого шарнирно соединен со штоком гидроцилиндра 54 поперечного наклона движителя вертикального подъема, а на верхнем его конце установлен гидроцилиндр 55 продольного наклона движителя вертикального подъема, шток которого шарнирно соединен с втулкой сферы. Обе стойки закреплены на корпусе аэромобиля. Нижний конец вертикальной оси через шариковый шарнир равной угловой скорости 56 соединен с вертикальным валом поворотного редуктора, горизонтальный вал которого связан с поперечным валом переднего или заднего дифференциала.

На другом конце вертикальной оси установлена на шпонке ведущая шестерня 57, на которую также на шпонке насажена втул-

ка 58, соединенная посредством спиц 59 с внутренней кольцевой шайбой 60, к которой прикреплены два полукруглых крыла 61 и 62 выпукло-вогнутого сечения, по периметру которых установлены концевые шайбы 63 и 64. Внизу крылья имеют постоянно открытые щитки-подкрылки 65 и 66, а наверху — ребра 67. Остальные верхние крылья 68–73 такого же самолетного типа и имеют такое же устройство. С ведущей шестерней входит в зацепление промежуточная шестерня 74, ось 75 которой закреплена на втулке сферы, на которой свободно надета ведомая шестерня 76, входящая в зацепление с промежуточной шестерней. Ведомая шестерня посредством спиц 77 соединена со втулкой 78, являющейся внутренней концевой шайбой, к которой прикреплены нижние крылья 79, 80. Остальные крылья 81–86 тоже самолетного типа и имеют такое же устройство, как и верхние крылья. Конструкция удерживается шайбой 87 и закреплена гайкой 88. С ведущей шестерней соединен колпак 89, предохраняющий от попадания посторонних предметов внутрь механизма. Угол атаки крыльев $\beta = 5^\circ$, угол на который открыт щиток-подкрылок, также $\alpha = 5^\circ$. Выбор небольших углов α и β обусловлен тем, что при больших углах второе крыло, двигаясь в турбулентном потоке воздуха вслед за первым, работает в невыгодном режиме, что приводит к уменьшению подъемной силы крыла. Верхние и нижние крылья установлены на некотором расстоянии друг от друга. Отношение длины крыла к его хорде $1/3$.

Система устойчивости содержит гироскоп 90, потенциометры которого электрически соединены с входами усилителя продольной устойчивости 91 и усилителем поперечной устойчивости 92, выход последнего электрически соединен с механизмами включения и выключения золотников гидравлической системы привода тормозов центрального дифференциала. Выход усилителя продольной устойчивости электрически соединен с механизмами включения и выключения золотников гидравлической системы привода тормозов левых переднего и заднего дифференциалов и правого тормоза переднего и заднего дифференциалов. Система устойчивости может быть отключена выключателем, не показанным на чертеже.

Система управления аэромобилем включает ручку управления положением корпуса аэромобиля в пространстве 93, которая установлена справа от водителя, ручку управления продольным и поперечным наклоном движителей вертикального подь-

ема 94, которая расположена слева от водителя и ножных педалей путевого управления 95. Ручка управления положением корпуса аэромобиля в пространстве шарнирно закреплена на раме 96, установленной на подшипниках 97, на оси которой закреплен рычаг 98, взаимодействующий с валиком включателя 99, связанного электрически с механизмами включения тормозов центрального дифференциала, а именно заднего тормоза. Снизу ручка шарнирно соединена с валиком 100, на котором закреплен диск 101, взаимодействующий с включателем 102, который электрически соединен с механизмом включения переднего тормоза центрального дифференциала. Ручка управления наклоном движителей вертикального подъема шарнирно закреплена на раме 103, установленной на подшипниках 104 и имеющей с одной стороны рычаг 105, шарнирно соединенный с валиком золотниковой коробки 106, которая трубопроводами 107 соединена с гидроцилиндрами продольного наклона движителей вертикального подъема. В нижней части ручка шарнирно соединена с валиком 108 с диском 109, взаимодействующим с золотниковой коробкой 110, имеющей блокировочное устройство 111 и соединенной трубопроводами 112 с гидроцилиндрами поперечного наклона движителей вертикального подъема.

Ножные педали путевого управления установлены на оси 113 и выполнены в форме коромысла, имеющего рычаг 114, взаимодействующий с золотниковой коробкой 115, которая имеет блокировочное устройство 116 и трубопроводами 117 соединена с гидроцилиндрами поперечного наклона движителей вертикального наклона. Гидравлическая система включает также масляный бак 118 и масляный насос 119. Механизм управления частотой вращения вала двигателя может быть выполнен в виде вращающейся рукоятки.

Аэромобиль работает следующим образом.

Крутящий момент от двигателя 15, карданный вал 17, муфту сцепления 16, которая должна быть во включенном положении, и через редуктор передается на центральный дифференциал 18. Затем через карданные валы 25 и 26 передается на передний 27 и задний 28 дифференциалы. С выходных поперечных валов переднего и заднего дифференциалов крутящий момент через поворотные редукторы 41, шариковые шарниры равных угловых скоростей 56 передается на передние 42, 43 и задние 44, 45 движители вертикального подъема. При

этом вертикальные оси 46, вращаясь во втулках 47 сфер 48, приводят во вращение шестерни 57 и вместе с ними верхние пары крыльев 61, 62, 68, 69, 70, 71, 72, 73. Ведущие шестерни 57 через промежуточные шестерни 74 заставляют вращаться в противоположную сторону ведомые шестерни 76, а вместе с ними и нижние пары крыльев 79-86. При вращении крыльев скорость движения воздуха по верхним поверхностям крыльев больше, чем скорость движения под нижними поверхностями. Вследствие этого над верхними поверхностями крыльев образуется разрежение, а под нижними поверхностями крыльев возникает повышенное давление, которое дополнительно увеличивается за счет щитков-подкрылков 65 и 66, которые дополнительно уменьшают скорость воздушного потока под крыльями, тем самым увеличивая давление под крыльями. В результате этого крылья 61, 62, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85, 86 создают подъемную силу P_y , направленную вертикально вверх и уравновешивающую силу веса P аэромобиля. Путем увеличения или уменьшения частоты вращения вала двигателя 15 можно изменять величину подъемной силы. Для предотвращения перетекания воздуха из зоны высокого давления в зону низкого давления и тем самым уменьшения подъемной силы крыльев последние имеют внутренние кольцевые шайбы 60, 78 и наружные концевые шайбы 63, 64, а кроме того ребра 67 на верхних поверхностях крыльев. После набора необходимой высоты ручка 94 управления наклоном движителей вертикального подъема передвигается вперед с одновременным увеличением частоты вращения вала двигателя 15 (на фиг. 12 от себя). При этом рама 103, поворачиваясь вместе с ручкой, поворачивает рычаг 105, который передвигает вал и вместе с ним один из золотников золотниковой коробки 106. Масло из бака 118 масляным насосом 119 по трубопроводам 107 подается в соответствующие полости гидроцилиндров продольного наклона 55 всех четырех движителей вертикального подъема. Штоки выдвигаются из цилиндров, нажимают на втулку 47, поворачивая сферу 48 внутри верхней 49 и нижней 50 частей обоймы, тем самым заставляя верхние и нижние крылья движителей вертикального подъема вращаться под некоторым углом к вертикальной оси. Подъемные силы крыльев P_y , действуя под углом к силе веса P аэромобиля, создают дополнительные силы F , действующие вдоль продольной оси и перемещающие корпус аэромобиля вперед с некоторой скоростью, которая зависит от угла

наклона движителей вертикального подъема и величины подъемной силы P_y (фиг. 15). После наклона движителей вертикального подъема на необходимый угол ручка 94 возвращается в нейтральное положение, движители вертикального подъема остаются при этом в наклонном положении. Для торможения или движения задним ходом ручка 94 перемещается назад (на фиг. 12 на себя). Рама 103, поворачиваясь в подшипниках 104, поворачивает рычаг 105, который перемещает вал и вместе с ним другой золотник золотниковой коробки 106, масло из бака 118 насосом 119 по трубопроводам 107 подается в соответствующие полости цилиндров продольного наклона 55. Штоки цилиндров втягиваются внутрь, поворачивая сферы 48 в противоположную сторону, соответственно наклоняя плоскости вращения крыльев в противоположную сторону. Силы F направлены вдоль продольной оси назад. Они уменьшают скорость движения аэромобиля вперед (тормозят) или сообщают ему движение задним ходом с некоторой скоростью (на фиг. 15 показано пунктиром). При перемещении ручки 94 влево валик 108 перемещается вправо и диск 109 нажимает на один из золотников золотниковой коробки 110. Масло из бака 118 насосом 119 через золотниковую коробку трубопровода 112 подается в соответствующие полости гидроцилиндров поперечного наклона 54, штоки которых втягиваются внутрь, рычаги 53 поворачиваются и поворачивают сферы 48, а с ними и плоскости вращения крыльев движителей вертикального подъема. Подъемные силы P_y , действующие под углом к силе веса P , порождают дополнительные силы F , которые направлены влево вдоль поперечной плоскости. Они и вызывают перемещение корпуса аэромобиля влево с некоторой скоростью (фиг. 17). При перемещении ручки 94 вправо валик 108 перемещается влево и диск 109 нажимает на другой золотник золотниковой коробки 110. Под действием масла, поступающего по трубопроводам 112 в соответствующие полости гидроцилиндров 54 поперечного наклона, штоки выдвигаются и поворачивают рычаги 53 в противоположную сторону. Втулки 47 поворачиваются вправо в поперечном направлении, наклоняя плоскости вращения крыльев движителей вертикального подъема вправо в поперечном направлении. Возникающие силы создают либо торможение движению корпуса аэромобиля влево, либо перемещение его вправо с некоторой скоростью (не показано). После выполнения необходимых действий ручка 94 возвращается в исходное положение. Путевое управление аэромоби-

лем (повороты налево, направо, вращение на месте вокруг вертикальной оси) осуществляется ножными педалями 95. При нажатии на правую педаль она поворачивается вокруг оси 113 и рычаг 114, перемещаясь влево, нажимают на один из золотника золотниковой коробки 115. Масло из бака 118 насосом 119 подается через золотниковую коробку 115, трубопроводы 117 в соответствующие полости гидроцилиндров 54 поперечного наклона. В этом случае плоскости вращения крыльев передних движителей вертикального подъема 42, 43 наклоняются вправо в поперечной плоскости, а задних движителей вертикального подъема 44, 45 – влево и корпус аэромобиля вращается по часовой стрелке вокруг вертикальной оси (не показано). При нажатии на левую педаль рычаг 114 перемещается вправо и нажимает на другой золотник золотниковой коробки 115. Масло подается насосом из бака через золотниковую коробку 115, трубопроводы 117 в соответствующие полости гидроцилиндров поперечного наклона 54. Плоскости вращения крыльев передних движителей вертикального подъема 42, 43 отклоняются влево, а плоскости вращения крыльев задних движителей 44, 45 – вправо. Подъемные силы крыльев P_y будут действовать под углом к силе веса аэромобиля P и возникающие при этом дополнительные силы F будут поворачивать переднюю часть аэромобиля влево, а заднюю часть вправо, заставляя корпус вращаться против часовой стрелки вокруг вертикальной оси (фиг. 16). При нажатии на педали 95 блокировочное устройство 11 отключает золотниковую коробку 110 и наоборот при перемещении ручки 94 влево или вправо блокировочное устройство 116 отключает золотниковую коробку 115, не допуская одновременного перемещения ручки 94 влево-вправо и нажатия на педаль 95, при этом ручка 94 может перемещаться беспрепятственно в положения "от себя и на себя".

При подъеме аэромобиля вверх без горизонтального перемещения, зависании над каким-либо местом, а также и при горизонтальном движении контроль за положением корпуса аэромобиля в пространстве в автоматическом режиме осуществляет система устойчивости, которая работает следующим образом.

При отклонении по какой-либо причине правой части корпуса аэромобиля вниз от горизонтального положения вместе с ним отклоняется и корпус гироскопа 90 и в соответствующих его датчиках возникает ток равный величине и скорости этого отклонения. Возникший ток поступает на вход уси-

лителя продольной устойчивости 91, где усиливается и подается на исполнительные механизмы 37 и 39, которые прижимают тормозные колодки 33 и 35 к тормозным барабанам 29 и 31 переднего и заднего дифференциалов. В этом случае частота вращения крыльев переднего 42 и заднего 44 движителей вертикального подъема уменьшится, а переднего 43 и заднего 45 движителей вертикального подъема увеличится. Подъемная сила в правой части корпуса аэромобиля увеличится, а в левой уменьшится и корпус займет горизонтальное положение. При отклонении левой части корпуса вниз от горизонтального положения ток от датчиков гироскопа 90 через усилитель продольной устойчивости 91 поступает на исполнительные механизмы 38 и 40, которые прижимают тормозные колодки 34 и 36 к тормозным барабанам 30 и 32, после чего частота вращения крыльев переднего 43 и заднего 45 движителей вертикального подъема уменьшится, переднего 42 и заднего 44 движителей вертикального подъема увеличится. Подъемная сила в левой части корпуса увеличится, а в правой уменьшится и корпус снова примет горизонтальное положение. В случае отклонения вниз от горизонтального положения передней части аэромобиля в датчиках гироскопа 90 возникает ток, соответствующий величине и скорости этого отклонения, который подается на вход усилителя 92 поперечной устойчивости. Усиленный усилителем ток поступает на механизм привода 24, который прижимает тормозную колодку 22 к тормозному барабану 19. Вследствие этого частота вращения крыльев передних движителей 42, 43 увеличится, а задних движителей вертикального подъема 44, 45 уменьшится. Подъемная сила в передней части корпуса увеличится, а в задней части уменьшится и корпус аэромобиля повернется и займет горизонтальное положение. И наоборот при отклонении задней части аэромобиля вниз от горизонтального положения ток от гироскопа 90 через усилитель 92 поступит в механизм 23, который прижмет колодку 21 к тормозному барабану 20 центрального дифференциала. Частота вращения крыльев движителей вертикального подъема 42, 43 уменьшится, а движителей вертикального подъема 44, 45 возрастет. Подъемная сила в передней части корпуса уменьшится, а в задней возрастет и корпус снова займет горизонтальное положение. При отключенной или неисправной системе устойчивости горизонтальное положение корпуса аэромобиля может поддерживаться вручную отклонением руч-

ки 93 управления положением корпуса аэромобиля в пространстве в продольном и поперечном направлениях. При перемещении ручки 93 в положение "от себя" рама 96 поворачивается в подшипниках 97 и поворачивает рычаг 98, который через связанный с ним валик, включает соответствующую группу контактов включателя 99. Ток от включателя поступает в механизм привода 23, который прижимает тормозную колодку 21 к тормозному барабану 20. Частота вращения передних движителей 42 и 43 уменьшается, а задних 44 и 45 увеличивается. Подъемная сила P_y в задней части становится больше, чем в передней и корпус аэромобиля поворачивается вокруг поперечной оси (фиг. 18, показано пунктиром).

При перемещении ручки 93 в положение "на себя" рама 96 поворачивается в подшипниках 97 в противоположную сторону и рычаг 98 через валик включает другую группу контактов включателя 99. Ток поступает в механизм привода 24, который прижимает колодку 22 к тормозному барабану 19 центрального дифференциала 18. Частота вращения крыльев передних движителей увеличится, а задних уменьшится. Подъемная сила в передней части корпуса возрастет, а в задней уменьшится и корпус повернется вокруг поперечной оси в обратную сторону (фиг. 18, показано сплошными линиями).

При перемещении ручки 93 вправо валик 100 переместится влево и диск 101 замкнет группу контактов включателя 102. Ток поступит в механизмы привода 38 и 40, которые прижмут тормозные колодки 34 и 36 к тормозным барабанам 30 и 32 переднего и заднего дифференциалов 27 и 28. Подъемная сила P_y в левой части корпуса увеличится, а в правой уменьшится и аэромобиль сделает крен на правую сторону (на фиг. 19 показано сплошными линиями).

При перемещении ручки 93 влево валик 100 перемещается вправо и включает другую группу контактов включателя 102. Ток поступает в механизмы привода 37 и 39, которые прижимают тормозные колодки 33 и 35 к тормозным барабанам 29 и 31. Подъемная сила P_y переднего 42 и заднего 44 движителей вертикального подъема уменьшается вследствие уменьшения частоты вращения крыльев 68, 69, 81, 82 и 70, 71, 83, 84, а переднего 43 и заднего 45 движителей вертикального подъема увеличивается вследствие увеличения частоты вращения крыльев 61, 62, 79, 80 и 72, 73, 85, 86. Аэромобиль делает крен влево (на фиг. 19 показано пунктиром).

Во время полета в случае возникновения аварийной ситуации, связанной с остановкой двигателя 15, приводится в действие аварийная система. Нажатием на ручку, не показанную на чертеже, открывается крышка 5 аварийно-спасательного отделения 4, из которого выбрасывается парашют (не показан), после чего происходит спуск аэромобиля на парашюте. За несколько метров до посадочной поверхности механизм 12 воспламеняет пороховые двигатели 10 и 11, которые создают тормозной момент и далее происходит мягкая посадка на надувные резиновые амортизаторы 13.

Формула изобретения

1. Аэромобиль, содержащий корпус, внутри которого размещен двигатель, связанный с кинематически соединенными движителями вертикального подъема, каждый из которых образован несколькими лопастными роторами, расположенными на одной оси один над другим и установленными с возможностью наклона в продольной и поперечной плоскостях, опорное устройство и механизмы управления, отличающийся тем, что, с целью повышения эксплуатационных качеств, лопасть каждо-

Предлагаемый аэромобиль может быть использован для доставки грузов и людей в труднодоступные районы.

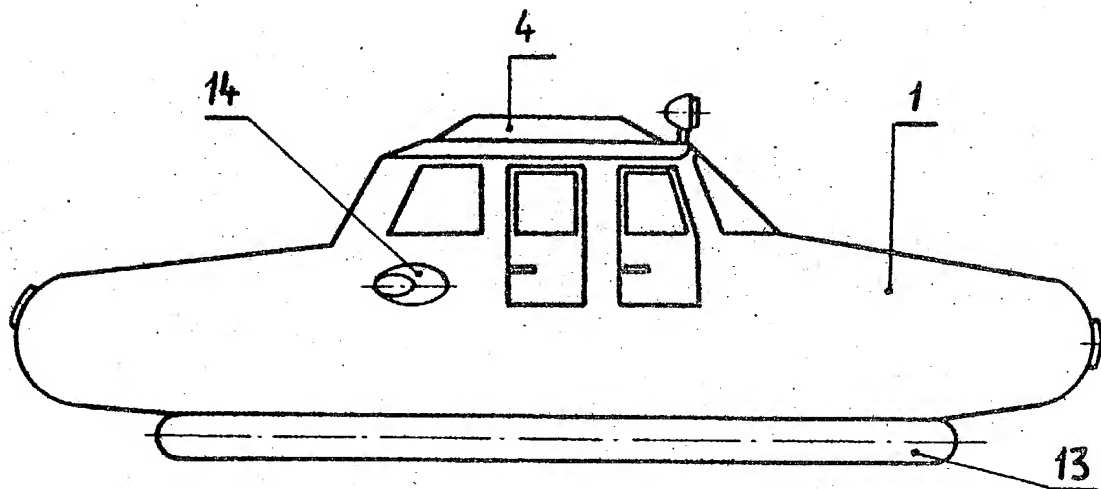
Изобретение обеспечивает лучшие эксплуатационные качества за счет более высокой экономичности, большей безопасности при эксплуатации, возможности доставки грузов непосредственно к месту назначения и меньшее разрушающее воздействие на окружающую среду.

(56) Патент США

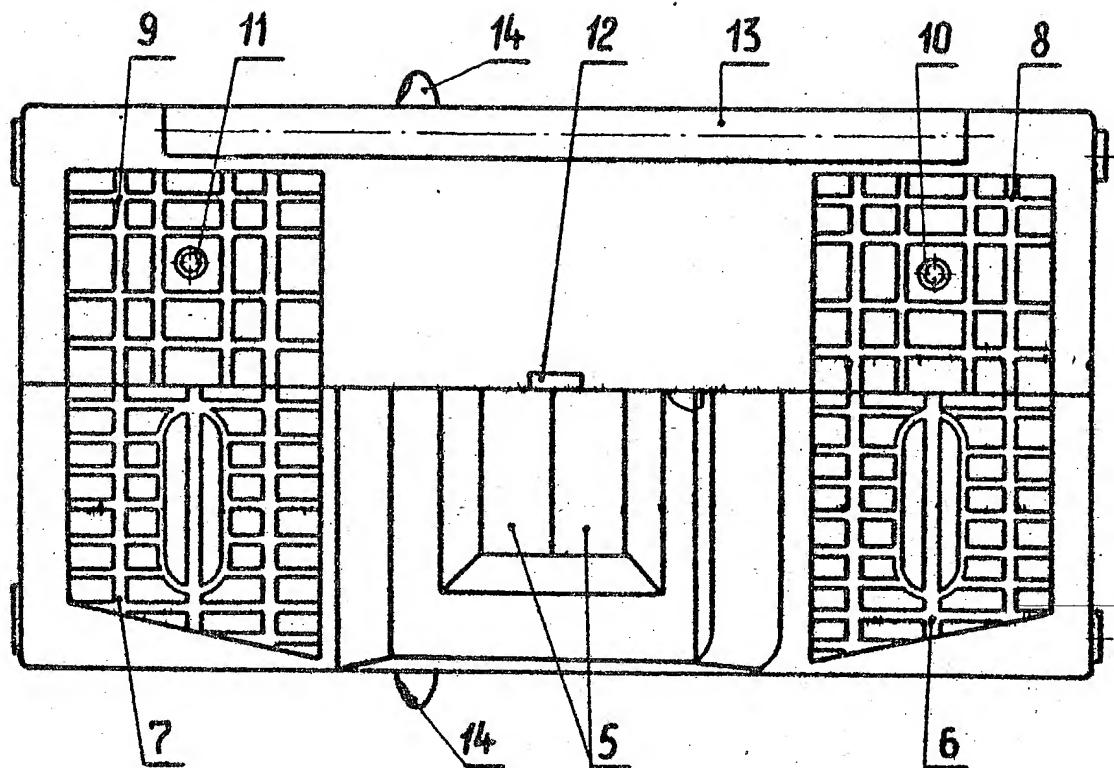
№ 3276528, кл. 180-119, 1966.

го ротора выполнена в виде сектора, ограниченного по наружной поверхности буртиком, причем профиль сектора при рассечении его цилиндрическими поверхностями в пределах всей лопасти в проекции на плоскость выполнен в виде аэродинамического профиля крыла.

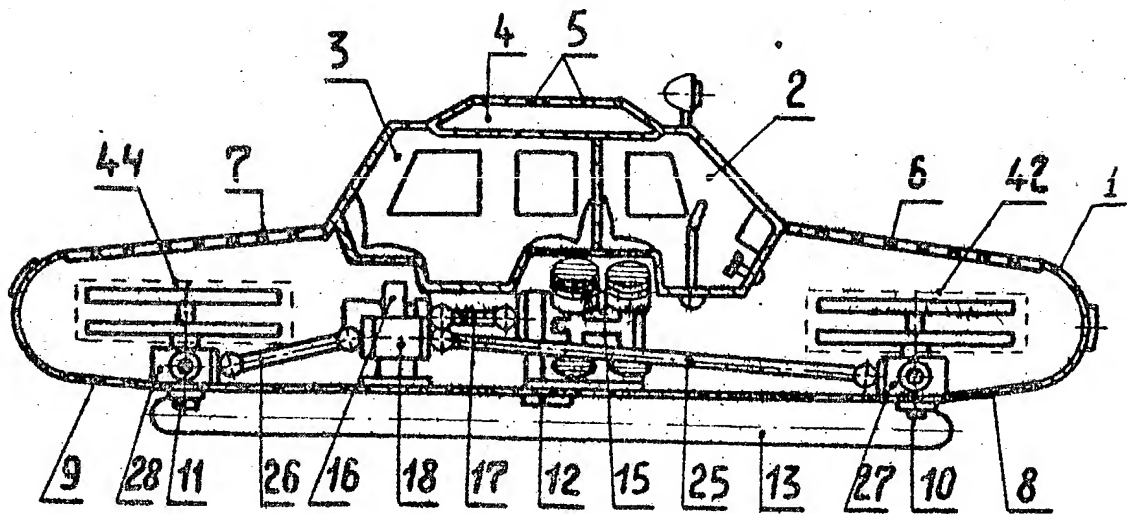
2. Аэромобиль по п.1, отличающийся тем, что лопасти каждого из расположенных на одной оси роторов выполнены со смещением на определенный угол относительно лопастей другого.



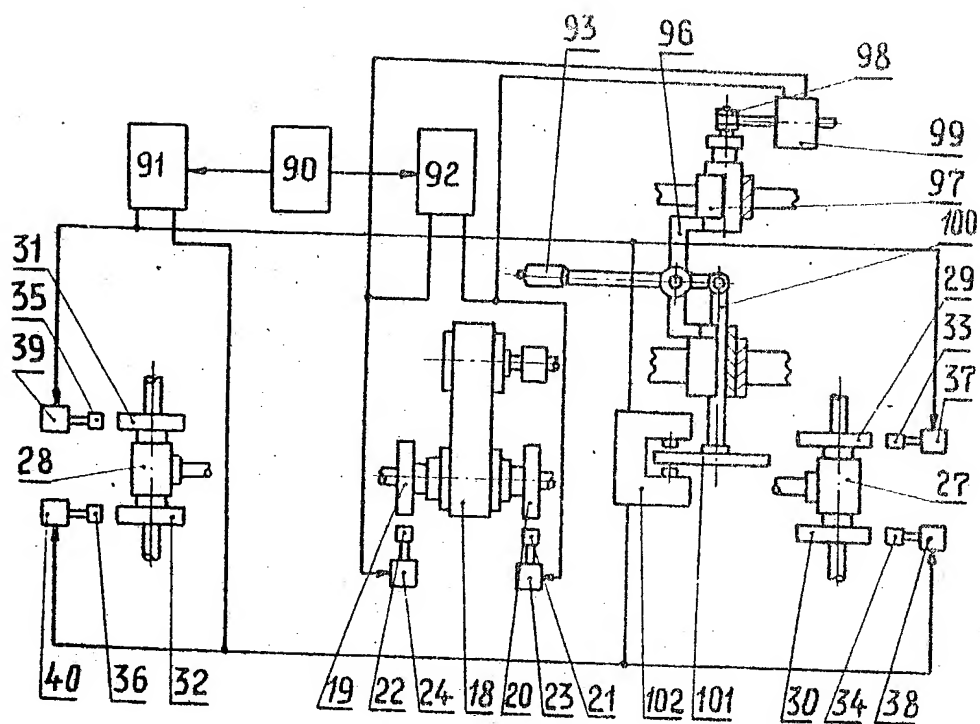
Фиг. I



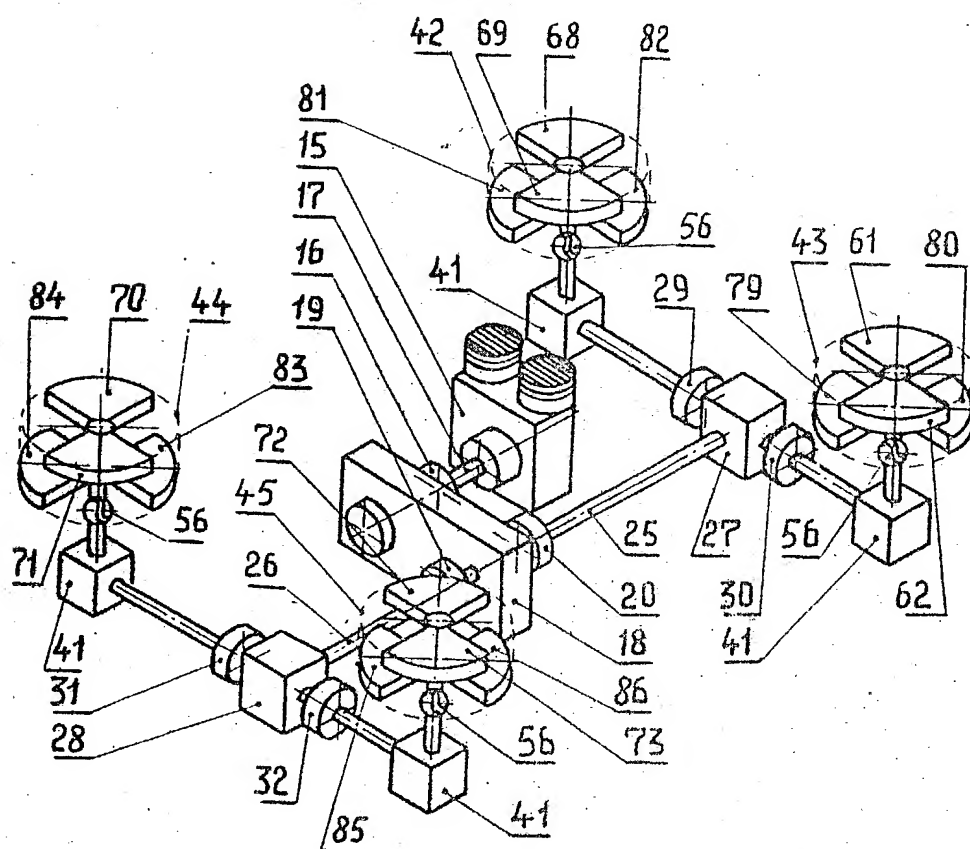
Фиг. 2



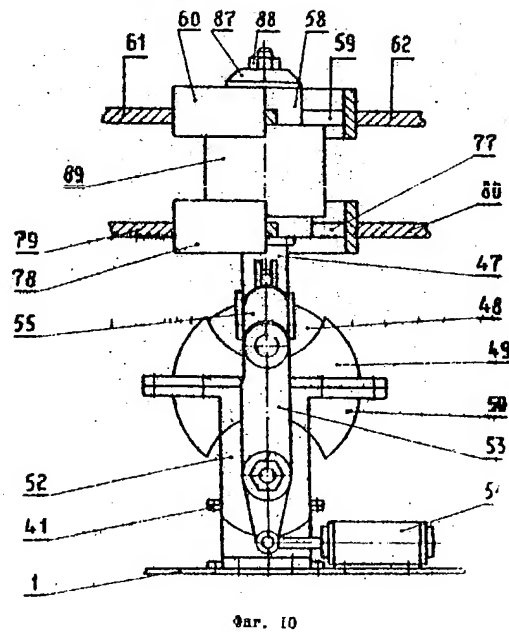
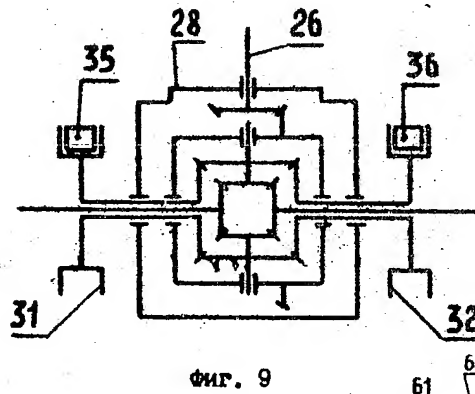
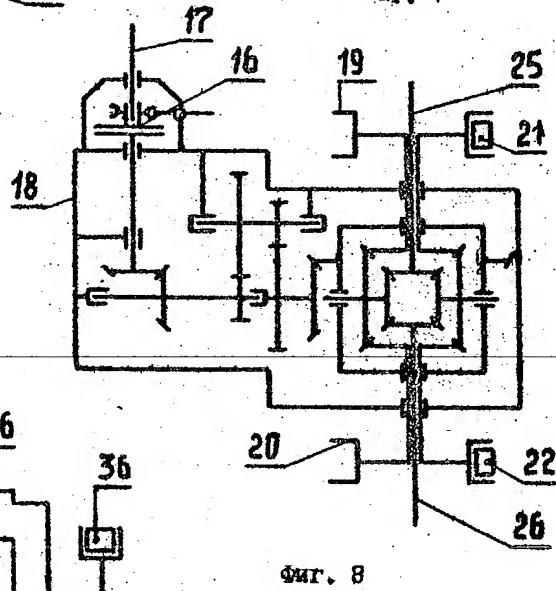
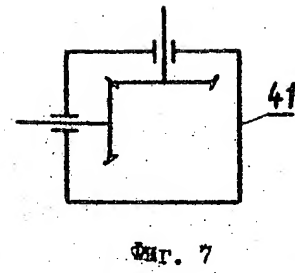
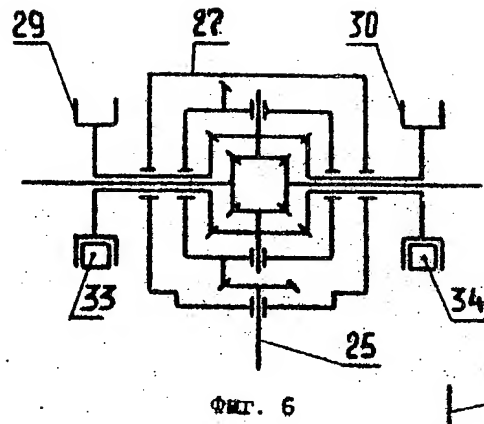
Фиг. 3

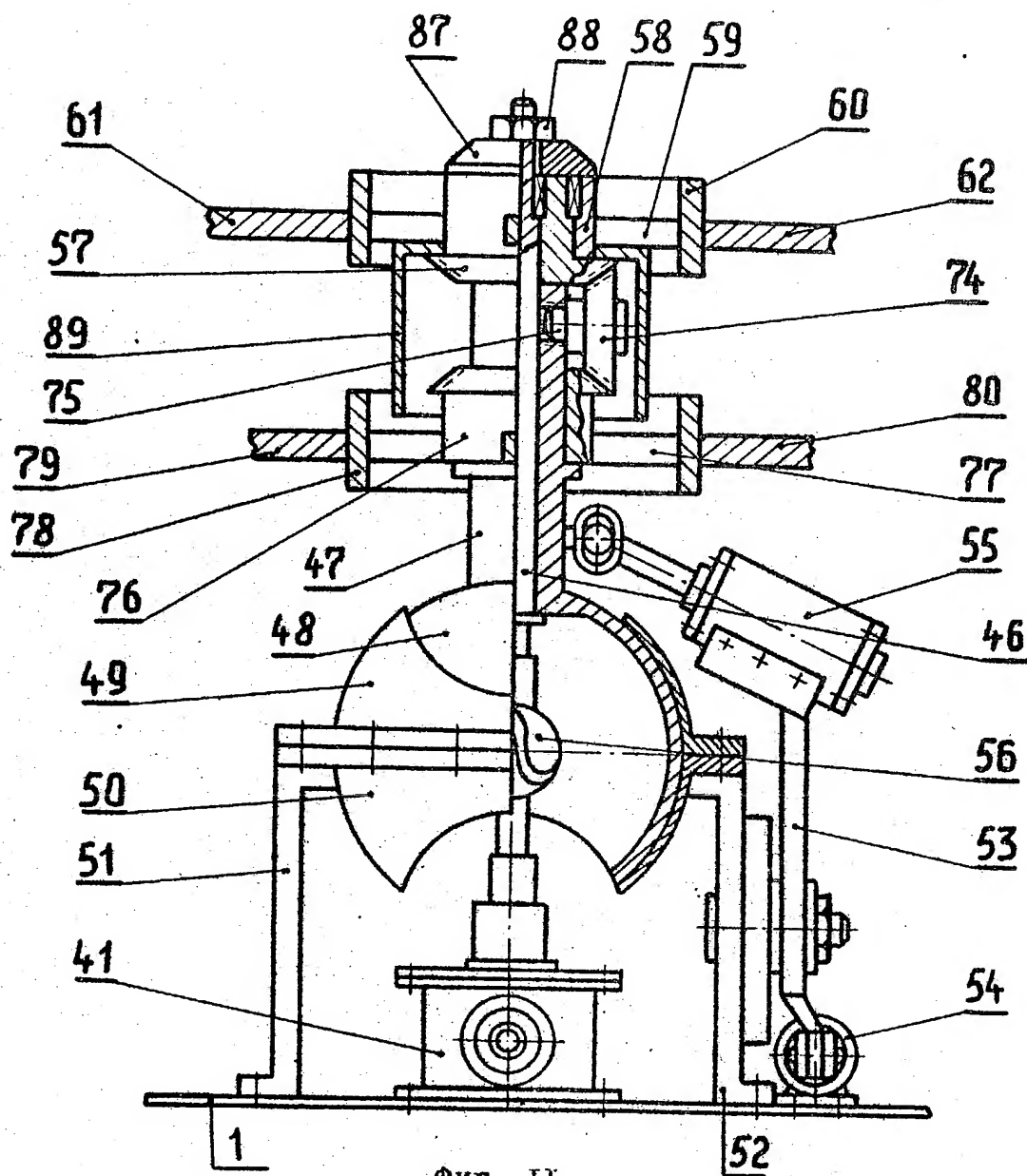


ΦΗΓ. 4

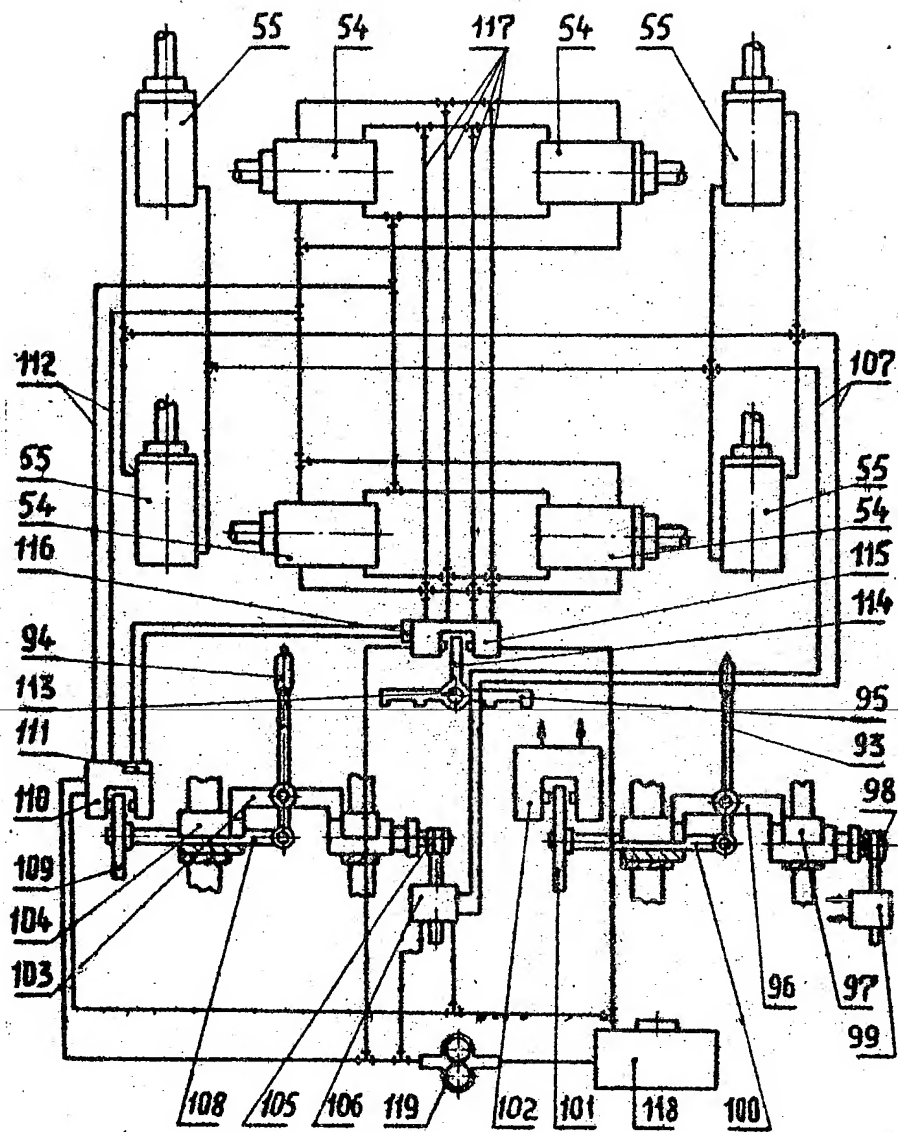


Фиг. 5

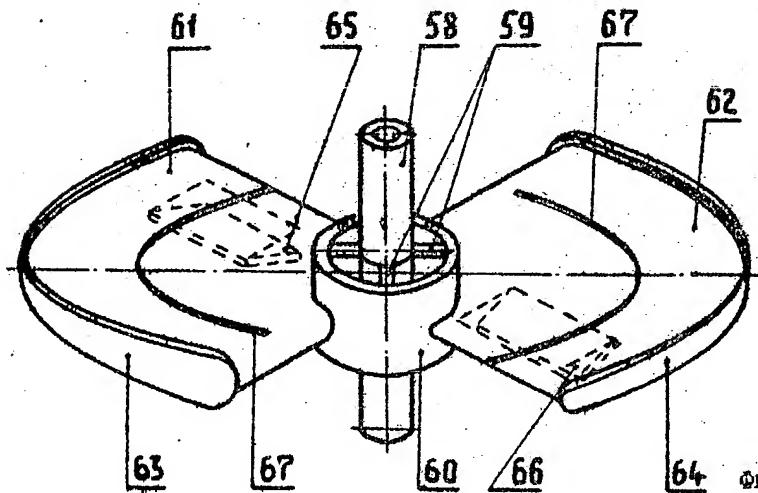




Фиг. II

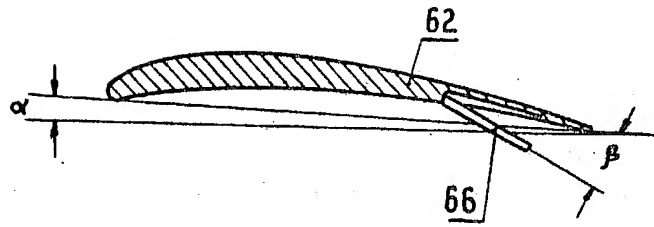


Фиг. 12

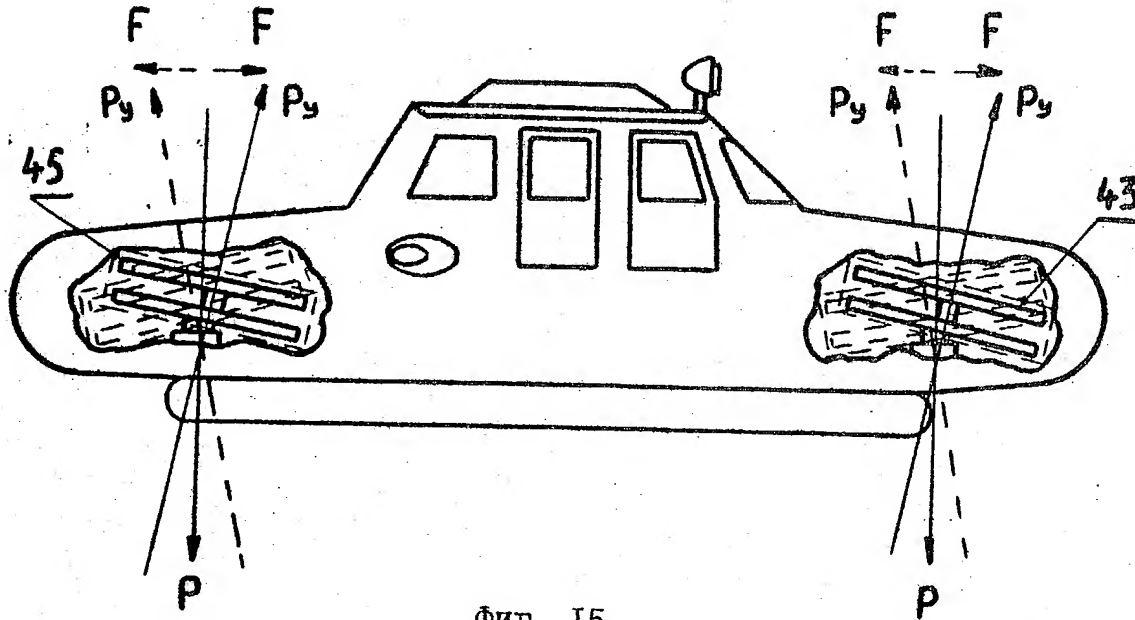


Фиг. 13

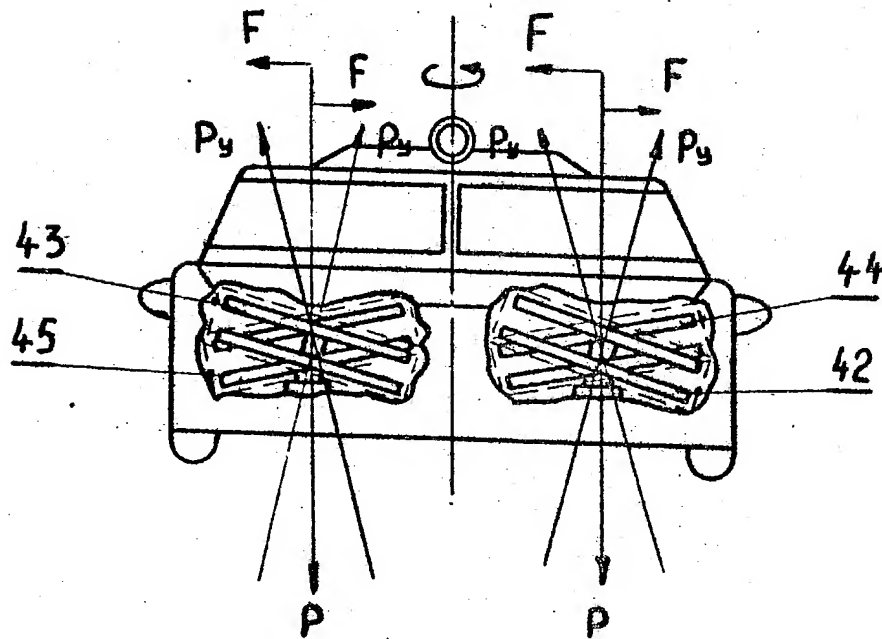
2002655



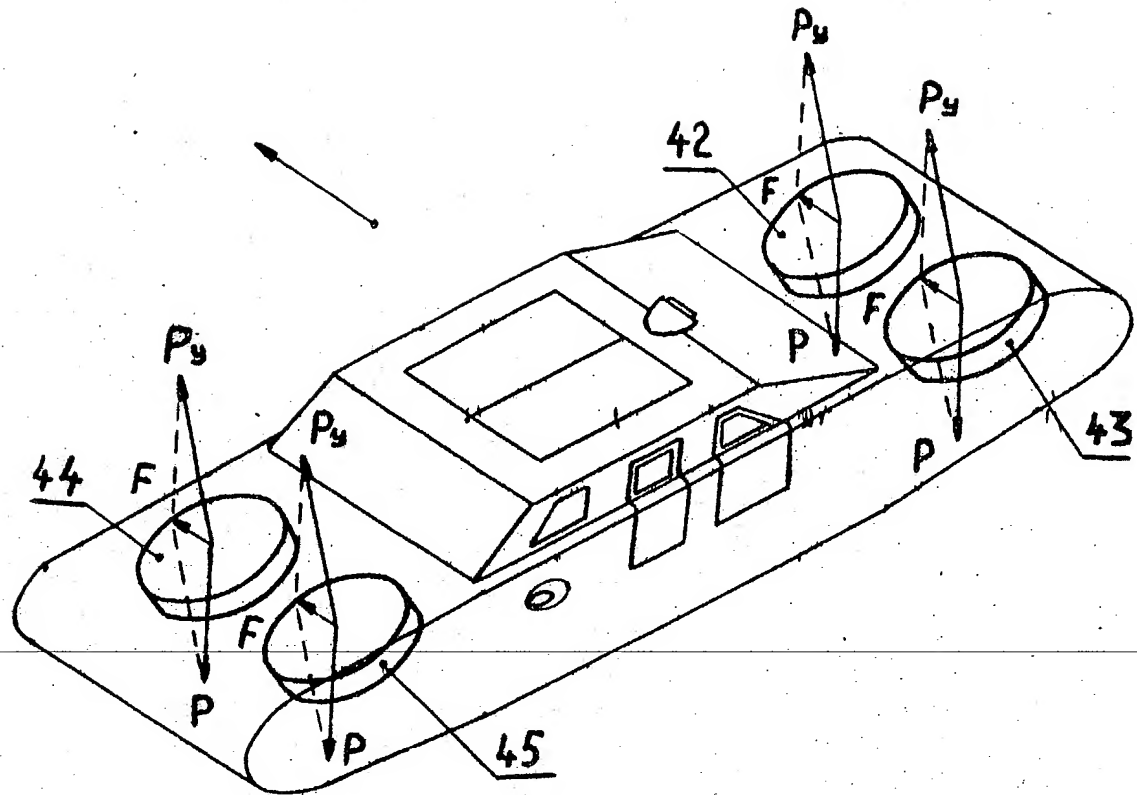
Фиг. 14



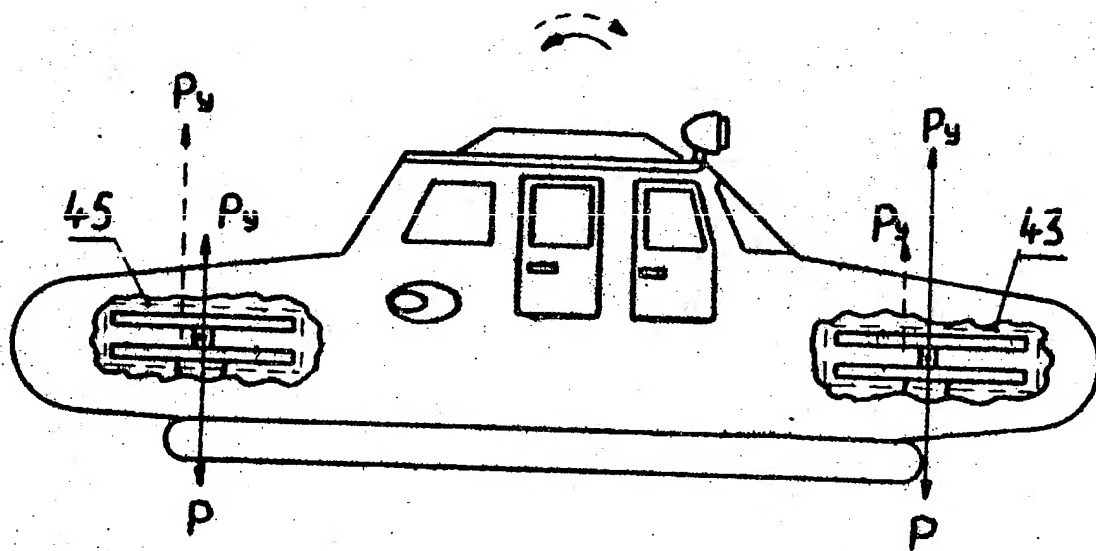
Фиг. 15



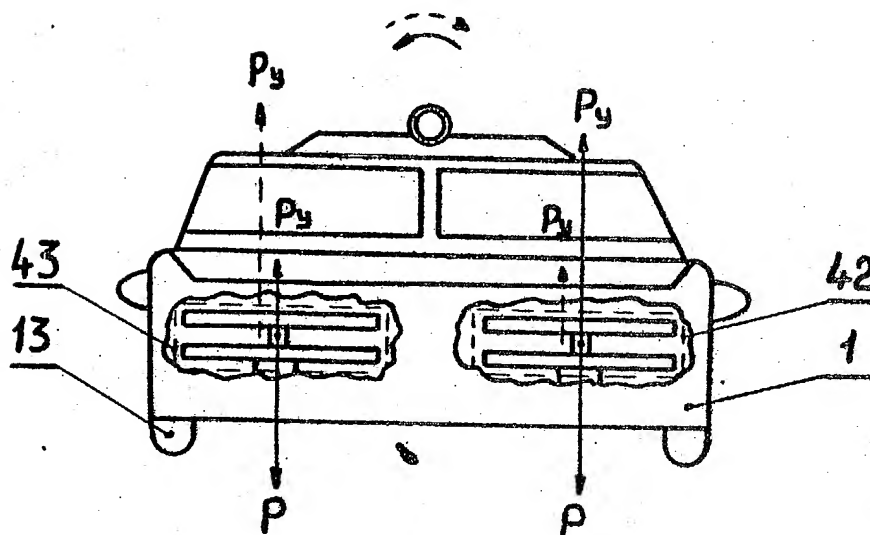
Фиг. 16



Фиг. 17



Фиг. 18



Фиг. 19

Редактор	Составитель И. Ляско Техред М.Моргентал	Корректор А. Мотыль
----------	--	---------------------

Заказ 3209	Тираж	Подписное
------------	-------	-----------

НПО "Поиск" Роспатента
113035, Москва, Ж-35, Раушская наб., 4/5

Производственно-издательский комбинат "Патент", г. Ужгород, ул.Гагарина, 101

THIS PAGE BLANK (USPTO)